(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国 际 局

(43) 国际公布日
2021 年 8 月 26 日 (26.08.2021)

WIPO | PCT

(10) 国际公布号
WO 2021/164549 A1

(51) 国际专利分类号:
F02K 5/00 (2006.01) *F02C 3/06* (2006.01)
F03H 99/00 (2009.01) *F02C 9/20* (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2021/075031

(22) 国际申请日: 2021 年 2 月 3 日 (03.02.2021)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
202010095452.8 2020年2月17日 (17.02.2020) CN

(72) 发明人; 及
(71) 申请人: 王镇辉(WANG, Zhenhui) [CN/CN]; 中国上海市浦东新区益江路 126 弄 106 号 301 室, Shanghai 201203 (CN)。

(74) 代理人: 上海硕力知识产权代理事务所（普通合伙）(SHANGHAI SHUONEE INTELLECTUAL PROPERTY LAW OFFICE); 中国上海市浦东新区金科路 2966 号南楼 302 室, Shanghai 201203 (CN)。

(81) 指定国(除另有指明，要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, IT, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW。

WO 2021/164549 A1

(54) **Title:** ELECTRIC ENERGY-DRIVEN JET AIRCRAFT ENGINE AND AIRCRAFT

(54) **发明名称:** 电能驱动喷气式航空发动机及航空器

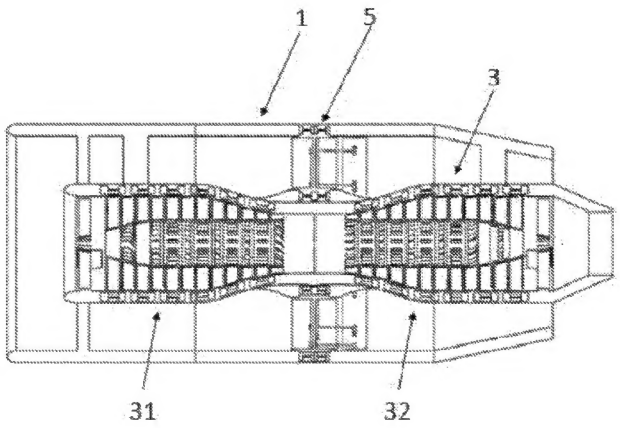

图 9

(57) **Abstract:** An electric energy-driven jet aircraft engine, comprising a jet core engine (3) comprising a gas compressor (31) and an accelerator (32) which are sequentially arranged in a gas inlet direction, wherein the gas compressor (31) is used for deceleration and pressurization of inlet air flow, the accelerator (32) is used for acceleration and pressurization/pressure maintaining/depressurization of the inlet air flow, and the gas compressor (31) and the accelerator (32) are integrally connected in a front-back direction; and further comprising an electric energy driving mechanism (4) for supplying power to the gas compressor (31) and the accelerator (32). In addition, a single-stage or multi-stage fan (5) is arranged in an outer duct at the outer periphery of the jet core engine (3); any stage of fan (5) is in direct or transmission connection with the electric energy driving mechanism (4). Due to relatively independent design of the outer duct fan and the inner duct jet core engine, the operation of a pure jet mode, a pure fan mode, and a mixed mode of the pure jet mode and the pure fan mode can be achieved, which are respectively suitable for high, medium and low flight speeds so as to realize high efficiency in a full speed domain. Therefore, the electric energy-driven jet aircraft engine has the advantages of multi-mode, wide-speed domain and high efficiency. Also disclosed is an aircraft comprising the electric energy-driven jet aircraft engine.

[见续页]

(84) 指定国(除另有指明，要求每一种可提供的地区保护)：ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布：
— 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

(57) 摘要：一种电能驱动喷气式航空发动机，包括喷气式核心机（3），其包括沿进气方向依次设置的压气机（31）、加速机（32），压气机（31）用于对进气流减速增压，加速机（32）用于对进气流加速增压/保压/减压；压气机（31）、加速机（32）前后一体连接；还包括用于向压气机（31）、加速机（32）提供动力的电能驱动机构（4）。此外，喷气式核心机（3）外周的外涵道内设置单级或多级风扇（5）；任一级风扇（5）均与电能驱动机构（4）直接或传动连接。因外涵道风扇与内涵道喷气式核心机的相对独立设计，因而可实现纯喷气式模式、纯风扇模式及其混合模式的多种模式的运行，分别适用于高中低不同飞行速度，以实现全速域内的高效率，从而，该电能驱动喷气式航空发动机具有多模式、宽速域、高效率的优势。还公开了一种包括该电能驱动喷气式航空发动机的航空器。

电能驱动喷气式航空发动机及航空器

技术领域

本发明属于航空发动机领域，涉及一种电能驱动喷气式航空发动机及航空器。

背景技术

传统的喷气式飞机动力装置主要使用的是燃油涡轮喷气式发动机。传统燃油涡轮喷气式发动机，受热力学循环的本质限制，具备热效率不高、碳排放和大气污染、噪声大、制造难度高成本大等固有缺点，在追求能源高效利用、注重环境友好、注重交通经济成本的21世纪，交通工具早已经日益电动化，而至今世界范围内尚未出现一款实用化的电能驱动的喷气式发动机的设计方案或产品。

传统的燃油涡轮喷气式发动机，以其最常用的涡轮风扇发动机为例，其动力来源为燃料在燃烧室中燃烧所释放出的内能加热空气膨胀加速，受热力学循环的本质限制，其热效率比较低，推动涡轮通过中心传动轴带动压气机和风扇做功，在其有效利用的能量和消耗的功率中，约60%用于带动压气机压缩空气做功，约20%用于带动风扇对空气做功，只有约20%最后用于加热空气使其加速排出。现有的涡轮风扇喷气式发动机其热效率最高也只能达到40%-46%。

而且，现有的燃油涡轮喷气式发动机，其效率还与飞行速度有很大关系，如涡轮喷气发动机，其效率在超音速高速飞行时效率较高，而在亚音速低速飞行时则效率急剧下降，燃油经济性非常不好；而大涵道比的涡轮风扇发动机，在亚音速段具备良好的热效率，具备良好的燃油经济性，但其难以或无法进行超音速飞行；小涵道比的涡轮风扇发动机，部分改善了其在亚音速的效率，但其低速条件下的效率还是偏低，而且是以牺牲部分高速性能为代价的。为了提高燃油喷气式发动机在从超音速、高亚音速到中低亚音速的高、

中、低不同速度域上的效率，现有技术中设计了变循环喷气式发动机进行改进，但其技术难度极大、可靠性显著变差，依然是极少数国家能够掌握的技术，并没有被广泛应用。即，现有的燃油涡轮喷气式发动机无法或极难在从超音速、高亚音速到中低亚音速的高、中、低的全速度域上同时实现较高效率，从而导致了能源的浪费、飞行成本的高昂。

因此，本领域迫切需要一种多模式、宽速域、高效率的电能驱动喷气式航空发动机。

发明内容

针对上述现有技术的不足，本发明的目的是提供一种多模式、宽速域、高效率的电能驱动喷气式航空发动机及航空器。本发明基于亚音速和超音速条件下的空气热动力学、航空推进与动力原理、航空发动机原理、航空叶片机原理、轴流式压气机原理、亚音速和超音速下的进气道原理和排气道原理等，在充分考虑科学可行性和工程可行性基础上，创造性地设计了以电能驱动的、实用化的喷气式航空发动机，以实现航空动力装置在从超音速、高亚音速到中低亚音速的全速域条件下的高效率全电推进，进而实现电能驱动的喷气式飞机的建造，从而使得在不太遥远的未来，人们可以乘坐电能驱动喷气式飞机进行远距离、高效率、节约时间、节省成本和低碳或无碳、低噪声、环境友好地飞行来实现日常交通往来。

本发明多模式、宽速域、高效率的电能驱动喷气式航空发动机，所采用的技术方案如下：

一种电能驱动喷气式航空发动机，包括喷气式核心机；所述喷气式核心机包括压气机，所述压气机用于对进气流减速增压还包括用于向所述压气机提供动力的电能驱动机构。

优选的，所述喷气式核心机还包括沿进气方向设置在压气机后方的加速机，所述加速机用于对进气流加速增压或加速保压或加速减压；所述压气机、加速机前后一体连接；

所述喷气式核心机还包括用于向所述加速机提供动力的电能驱动机构。

优选的，所述喷气式核心机外周与外部壳体之间形成外涵道，所述喷气式核心机外周的外涵道内和/或喷气式核心机的前端设置单级或多级风扇；

还包括用于向所述风扇提供动力的电能驱动机构，任一级风扇均与电能驱动机构直接或传动连接。

优选的，所述喷气式核心机沿进气方向的前侧设置进气道系统，后侧设置排气道系统。

优选的，所述压气机包括单级或多级基元级，所述压气机中各基元级沿进气轴流方向前后依次排列；任一基元级均包括前后交替排列的动子单级和静子单级；任一级动子单级均与电能驱动机构直接或传动连接。

进一步的，所述压气机中沿进气方向动子单级在前、静子单级在后依次交替排列。

进一步的，所述压气机中各基元级的气流截面逐级收敛。

优选的，所述压气机、加速机均包括单级或多级基元级，所述压气机、加速机中各基元级沿进气轴流方向前后依次排列；任一基元级均包括前后交替排列的动子单级和静子单级；任一级动子单级均与电能驱动机构直接或传动连接。

进一步的，所述动子单级包括沿中心轴径向向外延伸的多个叶片，所述多个叶片的叶高边缘处均连接外轮盘；

所述电能驱动机构与动子单级的外轮盘直接或传动连接用于驱动外轮盘沿其环绕方向运动；

所述静子单级包括沿中心轴径向向外延伸的多个叶片；所述静子单级中多个叶片的叶高边缘处均连接壳体基座，和/或，静子单级中多个叶片的根部连接中间基座。

进一步的，所述动子单级中多个叶片的根部连接内轮盘；所述动子单级内轮盘可转动地嵌套于或连接于中间基座上。

进一步的，所述压气机中沿进气方向动子单级在前、静子单级在后依次

交替排列。

进一步的，所述压气机中各基元级的气流截面逐级收敛。

进一步的，所述加速机中沿进气方向静子单级与动子单级依次前后交替排列。

进一步的，所述加速机中各基元级的气流截面逐级扩张或不变。

进一步的，所述风扇包括沿中心轴径向向外延伸的多个叶片，所述风扇中多个叶片的叶高边缘处均连接外轮盘；

所述电能驱动机构与风扇的外轮盘直接或传动连接用于驱动外轮盘沿其环绕方向运动。

进一步的，所述风扇中多个叶片的根部连接内轮盘；所述风扇的内轮盘可转动地嵌套于喷气式核心机外周上。

进一步的，所述电能驱动机构包括设于每一级动子单级或风扇的外轮盘上的多个转子，还包括设置在外轮盘外周、远离外轮盘一侧的壳体基座上的多个定子，所述定子与所述转子的位置一一对应设置；

所述转子为感应线圈或永磁体；

所述定子上环绕有通电线圈，所述通电线圈用于通入交变的电流以带动转子、继而带动与转子连接的外轮盘环绕运动。

进一步的，所述电能驱动机构包括设于每一级动子单级或风扇的内轮盘上的多个转子，还包括设置在内轮盘内周、靠近内轮盘一侧的中间基座上的多个定子，所述定子与所述转子位置相一一对应设置；

所述转子为感应线圈或永磁体；

所述定子上环绕有通电线圈，所述通电线圈用于通入交变的电流以带动转子、继而带动与转子连接的内轮盘环绕运动。

进一步的，所述风扇中的多个叶片的倾斜角度可调节。

进一步的，所述叶片在靠近外轮盘的一端铰接于外轮盘；

所述叶片在于外轮盘连接的外缘端部上铰接有角度连杆，所述角度连杆远离叶片的另一端与同步转环铰接，所述同步转环在外轮盘的一侧沿外轮盘

的轴线方向平行设置，且所述同步转环与外轮盘之间通过转动同步机构连接；

所述转动同步机构包括设置在外轮盘上的固定块，设置在同步转环上的调节块，所述固定块与调节块之间通过螺栓组件距离可调节的连接为一体。

优选的，在进气道系统与压气机之间设置进气导流叶片；在加速机与排气道系统之间设置排气整流叶片。

优选的，所述进气道系统内和/或内涵道进气处和/或外涵道进气处设置进气流量调节机构，用于调节内外涵道进排气流量配比。

本发明还公开一种航空器，其包括前述的电能驱动喷气式航空发动机。

本发明至少具备如下显著优势：

1）本发明提供的电能驱动喷气式航空发动机结构简单、易于维护，在速度为零至亚音速低速段再到超音速高速段等宽速域内均具备高效率，从而大大降低了飞行成本；而且电能本身为二次能源或者说是中间能源，非常有利于各种清洁环境友好型能源的转化，可实现低碳或无碳、绿色环保的能源消耗利用。

2）本发明的航空发动机由于采用了异于现有技术的外涵道风扇与内涵道喷气式核心机的各自独立驱动、并联式、相互独立的设计，因而可实现纯喷气式模式、纯风扇模式及其混合模式的多种模式的运行，根据不同飞行速度采用对应适用的不同模式，从而在从超音速、高亚音速到中低亚音速的高中低不同速度的全速域内同时实现了高效率。在起飞降落阶段使用纯风扇模式，实现了低速下的高效率；在高亚音速阶段采用混合模式，实现中速下的高经济性巡航；在高空超音速巡航阶段使用纯喷气式模式，保证了超音速高速下的推力与高效率。不仅实现了高效率，而且在起飞降落阶段使用纯风扇模式，还可完全关闭喷气式核心机部分，使高速旋转的叶片引起的噪声和高亚音速以上的空气流与大气摩擦的声音都完全消失，从而极大降低了噪声，避免了噪声污染，避免了扰民，有利于飞机的全面普及。

3）本发明的航空发动机中由于风扇与喷气式核心机是各自独立驱动的、并联式的、相对独立的，所以使得内、外涵道气流相互独立，两涵道各自的

进排气流量和排气流速均可根据飞行速度进行适当的调节和配比，很容易就实现类似燃油变循环喷气式发动机的功能，从而进一步显著提高了在从零速度到亚音速和超音速的宽速域内的效率。

4）本发明中各级动子单级独立驱动，一方面减低了对单级动子单级的功率输出要求，大大减低了设计和制造难度，另一方面各级基元级逐级配合使气流的总温总压继续逐级增加容易累积成巨大功率，容易实现大推力发动机。

5）本发明中动子叶片的叶尖处（也即叶高边缘处）和叶根处分别连接外轮盘和内轮盘，因两端都是密闭连接的，中间并无空隙，故而不存在叶尖损失，相比传统燃油喷气式发动机的动子叶片的叶根固定在中心传动轴上，叶尖与机匣之间存在一定空隙，带来叶尖损失不同，因此可以实现比传统燃油喷气式发动机更高的增压比和更高的效率。

6）本发明中的各级动子单级主要采用了边缘驱动方式设计，改变了传统的轴心驱动方式，使得驱动机构由集中在轴心区域变为分散至边缘区域，极大减少了各级动子单级的驱动结构的整体厚度，才使得各级动子单级的电能驱动机构能够无缝装入发动机机匣内部而不显著增加机匣厚度，适应了驱动机构和各级动子单级一体化的根本需求，同时具备旋转力矩大、转速快、效率高、结构简单、易维护、可靠性高、寿命长、噪声低等优点。

7）本发明中电能驱动结构与各级动子单级融为一体，相比传统燃油涡轮喷气式发动机的中间驱动轴集中带动的方式，省去了笨重的传动轴、变速机构、离合机构等复杂设计，极大地降低了发动机的重量，大大提高了发动机的推重比，同时大大简化了设计，极大提高了可靠性和安全性。同时各级动子单级可实现独立驱动，易于控制和协同动作，大大拓宽了发动机的设计工作状态区间，大大提高了发动机的喘振裕度。

8）本发明提供的电能驱动喷气式航空发动机同时还实现了与传统燃料喷气式发动机在其它原有结构和功能、性能之间的完全融合和完全兼容，比如完全兼容原有的亚音速或超音速进气道系统、尾喷管也即为排气道系统等大部分其它机构，基本都可直接沿用，从而大大减少了改动量。

9）本发明提供的电能驱动喷气式航空发动机中风扇的叶片转动方向和倾斜角度可调，能实现的真正意义上的“反推”，可大大缩短传统型固定翼飞机降落滑跑距离，或者可以让垂直起降型固定翼飞机实现空中减速“刹车”和空中倒飞等功能。这是传统燃油喷气式发动机所无法真正实现的。

10）本发明发动机的体系运行最高温度比传统燃油喷气式发动机大幅度降低了600~800℃以上，极大降低了对材料的严苛要求，也大大减少了对冷却系统的要求，大大降低了设计和制造难度，并大大降低了制造成本。本发明中尾气温度大幅度下降，一方面大大提高了效率，另一方面也大大降低了可调式尾喷管和矢量式尾喷管的技术实现难度，易于实现矢量发动机。

附图说明

图 1 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的喷气式核心机的基本结构示意图；

图 2 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的喷气式核心机的基本结构剖面图；

图 3a、图 3b 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的喷气式核心机的外环和内环双驱动的单级动子的结构示意图（含剖面图）；

图 4a、图 4b 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的喷气式核心机的仅外环驱动的单级动子的结构示意图（含剖面图）；

图 5 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的喷气式核心机的单级静子的结构示意图（剖面图）；

图 6 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的喷气式核心机的整体外观示意图；

图 7 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的喷气式核心机的结构拆解示意图一；

图 8 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的喷气式核心机的结构拆解示意图二；

图 9 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇的基本结构剖面；

图 10 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇的整体外观示意图；

图 11 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇的正视图；

图 12 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇的后视图；

图 13 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇中的风扇转子部分的基本结构正视图；

图 14 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇中的风扇转子部分的基本结构侧视图；

图 15 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇的基本结构拆解图一；

图 16 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇的基本结构拆解图二；

图 17 为本发明电能驱动喷气式航空发动机的内涵道喷气式核心机加外涵道风扇的基本结构拆解图三；

1-外部壳体；2-中心轴；

3-喷气式核心机，30-基元级，30a-静子单级，30b-动子单级，300-叶片，301-外轮盘，302-内轮盘，31-压气机，32-加速机；

4-电能驱动机构，40a/40b/42a/42b-转子，41a/41b/43a/43b-定子；

5-风扇，500-叶片，501-外轮盘，502-内轮盘；

50-转动杆，51-角度连杆，52-同步转环，53-调节块，54-固定块；

A-进气道系统；B-排气道系统。

具体实施方式

下面将结合具体实施例，对本发明中的技术方案进行清楚、完整地描述。以下实施例仅用于更加清楚地说明本发明的技术方案，而不能以此来限制本发明的保护范围。

为使图面简洁，各图中的只示意性地表示出了与本发明技术方案相关的部分，它们并不一定代表其作为产品的最终实际结构。

根据本发明提供的一种实施例，为一种电能驱动喷气式航空发动机，包括喷气式核心机；喷气式核心机包括两种方式：

第一种：所述喷气式核心机 3 包括压气机 31，所述压气机 31 用于对进气流减速增压；该发动机还包括用于向喷气式核心机 3 提供动力的电能驱动机构 4。从而，通过电能驱动机构驱动压气机对进气流进行减速增压加功，使气流的总温总压逐级增加，使排气速度大于进气速度而产生飞行所需的推力。

第二种：如图 1~2、图 6~8 所示，所述喷气式核心机 3 包括沿进气方向依次设置的压气机 31、加速机 32，所述压气机 31 用于对进气流减速增压，所述加速机 32 用于对进气流加速增压/保压/减压；所述压气机 31、加速机 32 前后一体连接；该发动机还包括用于向喷气式核心机 3 提供动力的电能驱动机构 4。从而，以压气机与加速机两个基本结构的组合作为发动机的喷气式核心机 3，气流先通过压气机的减速增压加功，再通过加速机的加速增压加功，气流的总温总压逐级增加，最终使排气速度大于进气速度而产生飞行所需的推力。

在本实施例针对喷气式核心机 3 提供了两种不同的设置形式，可以根据需要在压气机、压气机和加速机的组合之间自由选择。

在本实施例的基础上，所述喷气式核心机 3 沿进气方向的前侧设置进气道系统 A，后侧设置排气道系统 B。

本实施例提供的电能驱动喷气式航空发动机与传统的燃油涡轮喷气式发动机不同，取消了传统燃油涡轮喷气式发动机的燃烧室和涡轮；前级压气机 31 部分所消耗的功率并不是来自涡轮带动的被动做功，而是来自自身的电能驱动机构的主动做功，消耗的是电能，通过电能驱动机构对较高速度的进气

空气流减速增压，为后级加速机 32 高效率的加速和增压空气流创造条件，同时使得原进气空气流的总温总压先“储存”起来，并通过逐级对进气空气流做功，使其总温总压逐级增加；后级加速机部分，通过自身的电能驱动机构，对经过前级压气机增压减速之后的空气流进行加速并继续增压，使空气流的总温总压继续逐级增加；最后，经过压气机和加速机做功总温总压大幅度增加后的空气流，通过尾喷管也即排气道系统，完全充分膨胀加速后排入大气，在这个空气膨胀加速过程中通过反作用力使发动机产生推力。此即，本发明中的喷气式核心机产生喷气式推进的基本工作原理。

根据本发明提供的另一种实施例，如图 9~12 所示，为一种电能驱动喷气式航空发动机，本实施例与第一种实施例的区别在于增加了外涵道风扇的具体设置。

在第一种实施例的基础上，本实施例中，所述喷气式核心机 3 外周与外部壳体 1 之间形成外涵道，所述喷气式核心机外周的外涵道内和/或喷气式核心机的前端设置单级或多级风扇 5；

还包括用于向所述风扇 5 提供动力的电能驱动机构 4，任一级风扇 5 均与电能驱动机构 4 直接或传动连接。

本实施例中，在内涵道喷气式核心机的基础上增加了外涵道风扇，从而可以实现纯喷气式模式、纯风扇模式及其混合模式的多种模式。

在本实施例的基础上，所述喷气式核心机 3 沿进气方向的前侧设置进气道系统 A，后侧设置排气道系统 B。

本实施例在前述的电能驱动喷气式航空发动机基础上，增加了外涵道的单级或多级风扇，风扇由电能驱动，构成电能驱动喷气式风扇发动机，大大提高发动机的推力和推进效率。但与传统燃油涡轮喷气式发动机完全不同的是，本实施例中的外涵道风扇和内涵道喷气式核心机之间不再是传统的被动驱动和前后串联式，而是各自独立主动驱动和并行并联式（风扇可以设置在机匣的外部外壳 1 上的任意部位，包括前端、中部、后端，本实例如图 9 所示，风扇 5 设置在喷气式核心机外部壳体 1 的中部），这就使得内、外涵道气

流之间相互独立、互不干涉，不仅可以根据需要自由调节内涵道喷气式核心机的排气速度和外涵道风扇的排气速度，即改变内外涵道排气流速配比，比如通过改变外涵道风扇的转速，改变压气机和/或加速机的转速等方式来调节，此处不详细赘述；也可以通过角度可调和可开闭的叶片、挡板或类似可调式尾喷管的多鱼鳞片等调节机构非常容易地实现改变流入内涵道和外涵道的空气流量，即改变内外涵道进排气流量配比；甚至完全关闭内涵道喷气式核心机（低速时，特别是低亚音速和起飞降落阶段）或者完全关闭外涵道风扇（高速时，尤其是较高超音速时），同时还极大降低了噪声、避免了噪声污染。从而，极大拓宽了其高效率的速域段，同时实现了从速度零到中低亚音速（0~0.5马赫），再到高亚音速（0.7~0.9 马赫）直至较高超音速（1.7~3 马赫）的宽速域内（0~3 马赫）均实现极高推进效率。除此之外，还可以通过改变风扇转动方向或改变风扇叶片角度两种方式非常容易地实现发动机真正意义上的“反推”，这些都是传统燃油喷气式发动机所无法想象和无法做到的。

具体的，本实施例内涵道喷气式核心机 3 加外涵道风扇 5 之后，实现了三种高效率工作模式：一是纯风扇模式，主要工作在低亚音速低速段，适用于起飞降落等近地阶段，该模式还可以通过改变风扇转动方向或改变风扇叶片角度两种方式来实现发动机真正意义上的“反推”；二是喷气式和风扇混合模式，主要工作在中高亚音速和跨音速速域内，适用于高亚音速下的高经济性巡航阶段；三是纯喷气式模式，主要工作在较高超音速速域内，适用于高空超音速巡航阶段。

此外，本实施例中的外涵道的外部壳体或进气道系统内，还包括辅助进气道或辅助进气装置，在起飞和降落等低速阶段和“反推”阶段启用，增加进气量，以进一步提高低速时推力大小和效率。

本实施例中的内涵道的壳体基座，还包括辅助泄气装置，用于在超音速等高速飞行、进气量过剩时，减少进气量，使发动机产生的推力维持在需要的范围内。

本实施例中内涵道和外涵道的排气方式，通常情况是两者混合后排入大

气，但也包括两者分开排入大气的不常见情形。

本实施例中内涵道喷气式核心机与外涵道风扇的组合，形成的多模式，之所以能够在宽速域内实现高效率的原理如下：

根据基本的物理原理和航空推进与动力原理，可知航空喷气式发动机的推力、推进效率、总效率，分别如下：

（1）$\mathrm{F} = C_p * (V_{out} - V_{in})$

其中，F 为喷气式发动机产生的推力大小，C_p为发动机的空气流量，V_{in}为发动机的进气速度，V_{out}为发动机的排气速度。而进气速度近似等于飞机的飞行速度（空速），说明只有发动机的排气速度超过飞机的飞行速度时才能产生推力。

（2）$\eta_p = 2/(1 + V_{out}/V_{in})$

其中，η_p为发动机的推进效率，V_{in}为发动机的进气速度，V_{out}为发动机的排气速度。同理，由于进气速度近似等于飞机的飞行速度（空速），上式说明发动机的排气速度越接近飞机的飞行速度时，推进效率越高。

（3）$\eta = \eta_e * \eta_p$

其中，η为总效率，η_e为能源转换效率，对于传统燃油喷气式发动机而言其为热效率，约为 40~46%，对于本发明的电能驱动的喷气式发动机而言其为电效率，约为 80%~90%以上，η_p为发动机的推进效率。这首先说明了电能驱动的喷气式航空发动机的能源转换效率为传统燃油的喷气式航空发动机的两倍以上，前者能源转换效率远远高于后者。同时，这也说明推进效率的下降同样会导致总效率的下降，进而导致更多能耗、更短的航程、更高的成本、燃油经济性的下降。

其中，公式（1）和公式（2）初看起来似乎是矛盾的，其实不然，根据动量定理得

$$\mathrm{F} * \mathrm{t} = \mathrm{m} * (V_{out} - V_{in})$$

和动能定理得

$$\mathrm{W} = 1/2 * \mathrm{m} * (V_{out}^2 - V_{in}^2)$$

其根本原因是排气气流的质量 m 和排气速度V_{out}对推力的贡献都是一次方的，而排气气流的质量对能量的消耗仍然是一次方的，但排气气流的速度对能量的消耗却是二次方的，可见，排气气流的质量和速度对推力的贡献都是一样的，但是排气气流的速度对功率的消耗却是远大于质量的，消耗的能量转移至发动机排气的多余动能上白白浪费掉了。所以为了提高效率，尽量降低能耗，在满足排气速度大于进气速度V_{in}（近似于飞行速度）的产生推力的最低基本要求的前提下，发动机的排气速度V_{out}越接近进气气流速度V_{in}（其近似于飞行速度）、越低越好，效率就越高，经济性越好；与此同时，另一方面，为了保证推力，根据动量定理就得相应增加发动机的空气流量。

根据上述原理，所以本实例中内涵道喷气式核心机与外涵道风扇的组合，以及内、外涵道的相互独立并行并联式的设计、可单独自由调节内外涵道各自的进排气流量和排气流速，使得内涵道高速气流和外涵道低速气流可以任意比例混合，可调配出满足推力要求的、最接近飞行速度的、小于等于喷气式核心机最高排气速度下的任意速度的最终内外涵道混合的排气流速，故可极大提高推进效率，实现了全速域下的高推进效率，而非传统燃油喷气式发动机只能实现在特定某一速度段下的较高推进效率；同时，电能驱动喷气式航空发动机的能源转换效率又比传统燃油喷气式航空发动机高至两倍或以上；根据上述公式（3），故本实例可实现远超传统燃油喷气式发动机的高总效率，使得能源经济性大大改善、极大降低飞行成本、极大增加航程，且同时实现了传统燃油喷气式发动机所无法实现或极难实现的多模式、宽速域和高效率的多个优势。

根据本发明提供的另一种实施例，为一种电能驱动喷气式航空发动机，本实施例与第一种实施例的区别在于喷气式核心机 3 的具体结构，结合图 3~5 所示。

在第一种实施例的基础上，本实施例中，对应于喷气式核心机只设置压气机的方式：所述压气机 31 包括单级或多级基元级，所述压气机 31 中各基元级 30 沿进气轴流方向前后依次排列；任一基元级均包括前后交替排列的动

子单级 30b 和静子单级 30a；任一级动子单级 30b 均与电能驱动机构直接或传动连接。

对应于喷气式核心机前后一体设置压气机 31 和加速机 32 的方式：所述压气机 31、加速机 32 均包括单级或多级基元级 30，所述压气机 31、加速机 32 中各基元级沿进气轴流方向前后依次排列；任一基元级 30 均包括前后交替排列的动子单级 30b 和静子单级 30a；任一级动子单级 30b 均与电能驱动机构 4 直接或传动连接；

所述动子单级 30b 包括沿中心轴 2 径向向外延伸的多个叶片 300，所述动子单级 30b 中多个叶片 300 的叶高边缘处均连接内部中空的外轮盘 301；

所述电能驱动机构与动子单级 30b 的外轮盘 301 直接或传动连接用于驱动外轮盘 301 沿其环绕方向运动；

所述静子单级 30a 包括沿中心轴 2 径向向外延伸的多个叶片 300，所述静子单级 30a 中多个叶片 300 的叶高边缘处均连接壳体基座，和/或，静子单级 30a 中多个叶片 300 的根部连接中间基座。壳体基座与中间基座之间通过支承机构或其他现有技术中的类似机构连接固定。

作为优选的实施例，所述动子单级 30b 中多个叶片 300 的根部连接内部中空的内轮盘 302。所述动子单级 30b 的内轮盘 302 可转动地嵌套于或连接于中间基座上。

本实施例中，通过电能驱动机构带动动子单级 30b 的叶片 300 转动；其中，动子单级叶片 300 与外轮盘 301 和内轮盘 302 两端都是密闭连接的，静子单级叶片 300 的叶高边缘连接壳体基座、根部连接中间基座，静子单级叶片 300 两端也都是密闭连接的，所以，动子单级叶片和静子单级叶片的两端与气流通道之间均不存在空隙，故不存在叶尖损失。相比传统燃油喷气式发动机的叶根固定在中心传动轴上，叶尖与壳体基座或称机匣基座之间存在一定空隙，带来叶尖损失不同，因此可以实现比传统燃油喷气式发动机更高的增压比和更高的效率。其中，需说明的是，图 7、图 8 中拆解图中为了便于观察，将静子单级 30a 的叶片 300 从壳体基座中剥离出来，实质上静子单级叶

片 300 的叶高边缘处是与壳体基座连接的，也即静子单级 30a 是与外部壳体连为一体的。

作为优选的另一实施例，所述电能驱动机构 4 包括设于每一级动子单级 30b 的外轮盘 301 上的多个转子 40a，多个转子 40a 能够均匀分布在外轮盘 301 的外侧，还包括设置在外轮盘 301 外周、远离外轮盘 301 一侧的壳体基座上的多个定子 41a，所述定子 41a 与所述转子 40a 的位置一一对应设置；

所述转子 40a 为感应线圈或永磁体，当转子 40a 为永磁体时，相邻转子 40a 的磁性相反，具体地，相邻两个或多个转子 40a 也能够作为一组，相邻每组的转子 40a 磁性相反。

所述定子 41a 上环绕通电线圈(图中未示出)，通电线圈可以通入交变的电流以带动转子 40a、继而带动与转子 40a 连接的外轮盘 301 环绕运动；当转子 40a 为永磁体时，电能驱动机构 4 能够以直流电动机的驱动方式来带动外轮盘 301 沿其环绕方向进行运动，直流电动机的原理在此不再赘述；当转子 40a 为感应线圈时，电能驱动机构 4 能够以异步交流电动机的驱动方式来带动外轮盘 301 沿其环绕方向进行运动，异步交流电动机的原理在此不再赘述。

本实施例中通过电能驱动机构 4 的具体设置，通过对动子单级 30b 叶片边缘的外轮盘 301 进行驱动，外轮盘 301 在受到电能驱动机构 4 的驱动动力后沿自身环向转动，同时在转动时带动叶片 300 转动，因此形成了边缘驱动方式，改变了传统的轴心驱动方式，使得驱动机构由集中在轴心区域变为分散至边缘区域，极大减少了各级动子单级 30b 驱动机构的整体厚度，才使得各级动子单级 30b 的电能驱动机构 4 无缝装入壳体基座（也即机匣基座）内部而不显著增加壳体厚度成为可能，从而本方案适应了驱动机构和各级动子单级 30b 一体化的根本需求，同时具备旋转力矩大、转速快、效率高、结构简单、易维护、可靠性高、寿命长、噪声低等优点。此外，通过将动子单级 30b 和静子单级 30a 逐级交替固定在中心轴与机匣上，具体的，静子单级 30a 两端分别固定在壳体基座与中间基座上，动子单级 30b 可转动地嵌套于或连接于喷气式核心机的中间基座上，从而使动子单级 30b 与静子单级 30a 保持

一定间距地前后交替排列。

更优的，所述电能驱动机构 4 还包括设于每一级动子单级 30b 的内轮盘 302 上远离叶片一侧的多个转子 42a，还包括设置在内轮盘 302 内周、靠近内轮盘 302 一侧的中间基座上的多个定子 43a，所述定子 43a 与所述转子 42a 位置相一一对应设置；

所述转子 42a 为感应线圈或永磁体，当转子 42a 为永磁体时，相邻转子 42a 的磁性相反，具体地，相邻两个或多个转子 42a 也能够作为一组，相邻每组的转子 42a 磁性相反；

所述定子 43a 上环绕有通电线圈(图中未示出)，所述通电线圈用于通入交变的电流以带动转子 42a、继而带动与转子 42a 连接的内轮盘 302 环绕运动；当转子 42a 为永磁体时，电能驱动机构 4 能够以直流电动机的驱动方式来带动内轮盘 302 沿其环绕方向进行运动，直流电动机的原理在此不再赘述；当转子 42a 为感应线圈时，电能驱动机构 4 能够以异步交流电动机的驱动方式来带动内轮盘 302 沿其环绕方向进行运动，异步交流电动机的原理在此不再赘述。

从而，所述电能驱动机构 4 与动子单级 30b 的内轮盘 302 连接用于驱动内轮盘 302 沿其环绕方向运动。

本实施例中，除了前述的对动子单级 30b 进行外环驱动（或称外轮盘驱动）的方式以外，还可以同时对动子单级 30b 进行内环驱动（或称内轮盘驱动）的方式，即驱动内轮盘 302 沿其环绕方向运动。内轮盘 302 在受到电能驱动机构 4 的驱动动力以后沿自身环向转动，同时在转动时带动叶片 300 转动。当然，根据实际情况所需，也可以采用单独的内环驱动方式实现叶片 300 的转动而产生气流。

此外，需说明的是，对应每一级动子单级 30b 的电能驱动机构 4 可以相应独立配置，从而独立驱动各级动子单级 30b；或者，也存在如下情况：对应若干级动子单级 30b 由同一电能驱动机构 4 合并配置，从而使所述电能驱动机构 4 与若干级动子单级 30b 同步驱动连接，合并驱动若干级动子单级 30b。

作为另一更优的实施例，所述压气机 31 中沿进气方向动子单级 30b 在前、静子单级 30a 在后依次交替排列。更优的，所述压气机 31 中各基元级 30 的气流截面逐级收敛。其中，气流截面是指：垂直于轴流方向的气流通道的横截面。

本实施例中，各级动子单级 30b 的叶片起到了对流过的空气做功的作用，使其加速，增加其动压，使气流的总温总压增加。压气机中的各级静子叶片起到了整流器和扩形增压的作用，使得动子单级叶片增加的气体的动压转化为静压，同时使得气流速度减慢；具体的，压气机 31 中气流截面以如下三种形式及其任意组合等方式进行逐级收敛：a.涵道气流截面的外径逐级不变，内径逐级变大的等外径流程；b. 涵道气流截面的外径逐级变小，内径逐级不变的等内径流程；c.涵道气流截面的外径逐级变小，内径逐级增大的等中径流程。当然需要说明的是，在一些特殊情况下，也可以采用静子单级 30a 在前、动子单级 30b 在后的排列方式。

作为另一更优的实施例，所述加速机 32 中沿进气方向静子单级 30a 在前、动子单级 30b 在后依次交替排列。更优的，所述加速机 32 中各基元级 30 的气流截面逐级扩张。

本实施例中，加速机 32 中的各级静子单级 30a 的叶片起到了整流器和扩形增压的作用，一方面使得流出气体方向正对下一级动子单级叶片的入口方向、另一方面使得前级气流扩形增压减速，为下一级动子单级叶片对气流更有效率地加速创造更好的条件。具体的，气体流过加速机 32 的静子单级 30a 后，速度降低、动压减小、静压增大，动压转化为静压，总温总压基本不变；加速机 32 中的各级动子单级叶片起到了对流过的空气做功，使其加速，增加其动压，使气流的总温总压继续逐级增加。静子单级 30a 在前，动子单级 30b 在后地交替排列，先扩形增压减速、后加速增大动压，使动子单级 30b 对低速气流做功的效率更佳。具体的，加速机 32 中气流截面以如下三种形式及其任意组合等方式进行逐级扩张：a.涵道气流截面的内径逐级不变，外径逐级变大；b.涵道气流截面的内径逐级变小，外径逐级不变；c.涵道气流截面的内径

逐级变小、外径逐级变大。当然需要说明的是，在一些特殊情况下，也可以采用动子单级 30b 在前、静子单级 30a 在后的排列方式；加速机中各基元级的气流截面也可以采取逐级不变的形式。

作为另一更优的实施例，所述压气机 31 和加速机 32 中任一基元级 30 的动子单级 30b 和/或静子单级 30a 的叶片 300 的倾斜角度可调节。

根据本发明提供的又一实施例，在第一种实施例增加了外涵道风扇的基础上，如图 13~17 所示，所述风扇 5 包括沿中心轴 2 径向向外延伸的多个叶片 500，所述多个叶片 500 的叶高边缘处均连接内部中空的外轮盘 501；

所述电能驱动机构 4 与风扇的外轮盘 501 连接用于驱动外轮盘 501 沿其环绕方向运动，且所述风扇的内轮盘 502 可转动地嵌套于喷气式核心机 3 外周上。

更优的，所述电能驱动机构 4 包括设于每一级风扇 5 的外轮盘 501 上的多个转子 40b，多个转子 40b 能够均匀分布在外轮盘 501 的外侧，还包括设置在外轮盘 501 外周、远离外轮盘 501 一侧的壳体基座上的多个定子 41b，所述定子 41b 与所述转子 40b 的位置一一对应设置；

所述转子 40b 为感应线圈或永磁体，当转子 40b 为永磁体时，相邻转子 40b 的磁性相反，具体地，相邻两个或多个转子 40b 也能够作为一组，相邻每组的转子 40b 磁性相反。

所述定子 41b 上环绕通电线圈(图中未示出)，通电线圈可以通入交变的电流以带动转子 40b、继而带动与转子 40b 连接的外轮盘 501 环绕运动；当转子 40b 为永磁体时，电能驱动机构 4 能够以直流电动机的驱动方式来带动外轮盘 501 沿其环绕方向进行运动，直流电动机的原理在此不再赘述；当转子 40b 为感应线圈时，电能驱动机构 4 能够以异步交流电动机的驱动方式来带动外轮盘 501 沿其环绕方向进行运动，异步交流电动机的原理在此不再赘述。

从而，本实施例中通过电能驱动机构 4 的具体设置，对风扇叶片叶高边缘的外轮盘 501 进行驱动，外轮盘 501 在受到电能驱动机构 4 的驱动动力后沿自身环向转动，同时在转动时带动叶片 500 转动，因此形成了边缘驱动方

式，也即实现了对风扇 5 的外环驱动。

作为另一更优的实施例，多个叶片的根部连接内部中空的内轮盘 502；所述风扇的内轮盘 502 可转动地嵌套于喷气式核心机外周上。

进一步更优的，所述电能驱动机构 4 还包括设于每一级风扇 5 的内轮盘 502 上的多个转子 42b，还包括设置在内轮盘 502 内周、靠近内轮盘 502 一侧的中间基座上的多个定子 43b，所述定子 43b 与所述转子 42b 位置一一对应设置；

所述转子 42b 为感应线圈或永磁体，当转子 42b 为永磁体时，相邻转子 42b 的磁性相反，具体地，相邻两个或多个转子 42b 也能够作为一组，相邻每组的转子 42b 磁性相反；

所述定子 43b 上环绕有通电线圈(图中未示出)，所述通电线圈用于通入交变的电流以带动转子 42b、继而带动与转子 42b 连接的内轮盘 502 环绕运动；当转子 42b 为永磁体时，电能驱动机构 4 能够以直流电动机的驱动方式来带动 502 沿其环绕方向进行运动，直流电动机的原理在此不再赘述；当转子 42b 为感应线圈时，电能驱动机构 4 能够以异步交流电动机的驱动方式来带动内轮盘 502 沿其环绕方向进行运动，异步交流电动机的原理在此不再赘述。

从而，所述电能驱动机构与动子单级 30b 的内轮盘 502 连接用于驱动内轮盘 502 沿其环绕方向运动。

本实施例中，除了前述的对风扇进行外环驱动也即外轮盘 501 驱动的方式以外，还可以同时对风扇进行内环驱动，即驱动内轮盘 502 沿其环绕方向运动。内轮盘 502 在受到电能驱动机构 4 的驱动动力以后沿自身环向转动，同时在转动时带动叶片 500 转动。当然，特定情形下，也可以采用单独的内环驱动方式实现叶片 500 的转动而产生气流。

作为另一更优的实施例，所述风扇 5 中的多个叶片 500 的倾斜角度可调节。

在上述实施例中，风扇 5 中叶片实现倾斜角度可调节的具体结构为：

所述叶片 500 在靠近外轮盘 501 的一端铰接于外轮盘 501；具体的，外轮

盘 501 的内侧连接有多个转动杆 50，转动杆 50 沿外轮盘 501 的径向方向设置在外轮盘 501 的内侧，多个转动杆 50 的内端连接于内轮盘 502，叶片套设在转动杆 50 上，且叶片 500 沿转动杆 50 的轴线方向转动连接于转动杆 50，继而实现了叶片 500 铰接于外轮盘 501；

所述叶片 500 在与封闭外 501 连接的外缘端部上铰接有角度连杆 51，所述角度连杆 50 远离叶片 500 的另一端与同步转环 52 铰接，所述同步转环 52 在外轮盘 501 的一侧沿外轮盘的轴线方向平行设置，且所述同步转环 52 与外轮盘 501 之间通过转动同步机构连接；

所述转动同步机构包括设置在外轮盘 501 上的固定块 53，设置在同步转环 52 上的调节块 54，所述固定块 53 与调节块 54 之间通过螺栓组件距离可调节的连接为一体。

本实施例中，通过螺栓组件调节固定块 53 与调节块 54 之间的间距，使外轮盘与同步转环之间的距离发生变化，从而通过角度连杆 51 可以带动铰接的叶片 500 沿着转动杆 50 旋转，进而使叶片 500 外缘端部的倾斜角度或者转动方向发生变化。需说明的是，对叶片 500 的倾斜角度进行调节的具体结构，包括但不局限于上述方案。

当风扇 5 的叶片角度是固定式时，可通过调节风扇转速来调节外涵道流速大小，进而改变推力的大小；可通过改变风扇 5 转动方向，来实现推力方向的反转，即“反推”。当风扇 5 的叶片角度是可调式时，可通过调节风扇 5 转速和风扇 5 叶片角度两种方式来调节外涵道流速大小，进而改变推力的大小；可通过改变风扇 5 转动方向或改变风扇 5 叶片角度两种方式中的任意一种来实现推力方向的反转，即“反推”。其中，改变叶片角度的方式，对于改变流速大小、推力的大小和方式，不受惯性影响，响应更快速。

上述实施例中的中心轴 2 的作用是供动子单级 30b、静子单级 30a、电能驱动机构等结构件固定，在实际改型应用中，该中心轴 2 可以是固定式，也可以是可转动设置的形式。

根据本发明提供的又一种实施例，如图 1 所示，为一种电能驱动喷气式

航空发动机，在第一种实施例的基础上，所述进气道系统内和/或内涵道进气处和/或外涵道内设置进气流量调节机构，用于调节内外涵道进排气流量配比。

本实施例中进气流量调节机构，可采用角度可调及可开闭的进气导流叶片或挡板；或者采用类似可调式尾喷管的多鱼鳞片式调节机构等。例如，在内涵道进气口和外涵道进气口前端设置进气导流叶片，导流叶片的倾斜角度可调节及可开闭，从而可改变流入内涵道和外涵道的进排气流量。需要说明的是，前述的气流量调节机构为现有技术中常用的结构，当然也可以采用其它可实现内外涵道流量配比的流量调节结构。

本实施例中的进气流量调节机构，可设置在机匣内的多个位置上，比如可以在外涵道处复用可开闭式导流叶片，也可在内涵道进气唇口处使用类似可调式尾喷管的多鱼鳞片式结构，还可以在超音速进气道内通过可调节挡板来实现内涵道与外涵道空气流量的调节，等等，此处不一一举例。

此外，本实施例中的进气道系统，分为亚音速进气道和超音速进气道两大类。根据设计飞行最高速度，沿用传统喷气式飞机的亚音速进气道或超音速进气道。对于尾喷管（排气道系统），如果设计飞行最高速度为亚音速或低超音速（<1.5~1.7 马赫），则尾喷管采用的是收敛形尾喷管，包括固定式收敛形尾喷管和可调式收敛形尾喷管。如果设计飞行最高速度为较高超音速（>1.5~1.7 马赫），则尾喷管采用的是固定式先收敛后扩张形尾喷管和可调式先收敛后扩张形尾喷管。如果尾喷管使用的是矢量喷管，则成为矢量喷气式发动机。

本发明还公开一种航空器，其包括前述任一实施例的电能驱动喷气式航空发动机。

应当说明的是，上述实施例均可根据需要自由组合。以上所述仅是本发明的优选实施方式，应当指出，对于本技术领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明原理的前提下，还可以做出若干改进和润饰，这些改进和润饰也应视为本发明的保护范围。

权 利 要 求 书

1、一种电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

包括喷气式核心机；所述喷气式核心机包括压气机，所述压气机用于对进气流减速增压；

还包括用于向所述压气机提供动力的电能驱动机构；

所述喷气式核心机沿进气方向的前侧设置进气道系统，后侧设置排气道系统。

2、根据权利要求 1 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述喷气式核心机还包括沿进气方向设置在压气机后方的加速机，所述加速机用于对进气流加速增压或加速保压或加速减压；所述压气机、加速机前后一体连接；

所述喷气式核心机还包括用于向所述加速机提供动力的电能驱动机构。

3、根据权利要求 1 或 2 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述喷气式核心机外周与外部壳体之间形成外涵道，所述喷气式核心机外周的外涵道内和/或喷气式核心机的前端设置单级或多级风扇；所述喷气式核心机还包括用于向所述风扇提供动力的电能驱动机构，任一级风扇均与电能驱动机构直接或传动连接。

4、根据权利要求 1 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述压气机包括单级或多级基元级，所述压气机中各基元级沿进气轴流方向前后依次排列；任一基元级均包括前后交替排列的动子单级和静子单级；任一级动子单级均与电能驱动机构直接或传动连接。

5、根据权利要求 2 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述压气机、加速机均包括单级或多级基元级，所述压气机、加速机中

各基元级沿进气轴流方向前后依次排列；任一基元级均包括前后交替排列的动子单级和静子单级；任一级动子单级均与电能驱动机构直接或传动连接。

6、根据权利要求 4 或 5 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述动子单级包括沿中心轴径向向外延伸的多个叶片，所述多个叶片的叶高边缘处均连接外轮盘；

所述电能驱动机构与动子单级的外轮盘直接或传动连接用于驱动外轮盘沿其环绕方向运动；

所述静子单级包括沿中心轴径向向外延伸的多个叶片；所述静子单级中多个叶片的叶高边缘处均连接壳体基座，和/或，静子单级中多个叶片的根部连接中间基座。

7、根据权利要求 6 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述动子单级中多个叶片的根部连接内轮盘；所述动子单级内轮盘可转动地嵌套于或连接于中间基座上。

8、根据权利要求 5 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述压气机中各基元级的气流截面逐级收敛；和/或，

所述加速机中各基元级的气流截面逐级扩张或不变。

9、根据权利要求 3 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述风扇包括沿中心轴径向向外延伸的多个叶片，所述风扇中多个叶片的叶高边缘处均连接外轮盘；

所述电能驱动机构与风扇的外轮盘直接或传动连接用于驱动外轮盘沿其环绕方向运动。

10、根据权利要求 9 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述风扇中多个叶片的根部连接内轮盘；所述风扇的内轮盘可转动地嵌套于喷气式核心机外周上。

11、根据权利要求 7 或 10 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述电能驱动机构包括设于每一级动子单级或风扇的外轮盘或内轮盘上的多个转子，还包括设置在外轮盘外周、远离外轮盘一侧的壳体基座上或者在内轮盘内周、靠近内轮盘一侧的中间基座上的多个定子，所述定子与所述转子的位置一一对应设置；

所述转子为感应线圈或永磁体；

所述定子上环绕有通电线圈，所述通电线圈用于通入交变的电流以带动转子、继而带动与转子连接的外轮盘或内轮盘环绕运动。

12、根据权利要求 9 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述风扇中的多个叶片的倾斜角度可调节。

13、根据权利要求 12 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述叶片在靠近外轮盘的一端铰接于外轮盘；

所述叶片在与外轮盘连接的外缘端部上铰接有角度连杆，所述角度连杆远离叶片的另一端与同步转环铰接，所述同步转环在外轮盘的一侧沿外轮盘的轴线方向平行设置，且所述同步转环与外轮盘之间通过转动同步机构连接；

所述转动同步机构包括设置在外轮盘上的固定块，设置在同步转环上的调节块，所述固定块与调节块之间通过螺栓组件距离可调节的连接为一体。

14、根据权利要求 3 所述的电能驱动喷气式航空发动机，其特征在于：

所述进气道系统内和/或内涵道进气处和/或外涵道进气处设置进气流量调节机构，用于调节内外涵道进排气流量配比。

15、一种航空器，其特征在于，包括根据权利要求 1-14 任一所述的电能驱动喷气式航空发动机。

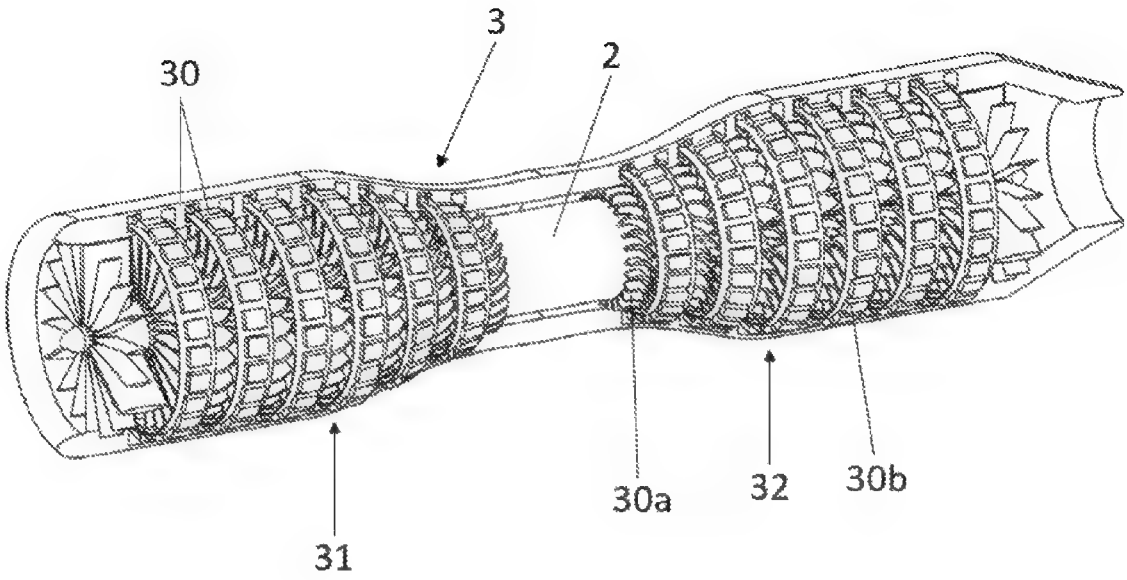

图 1

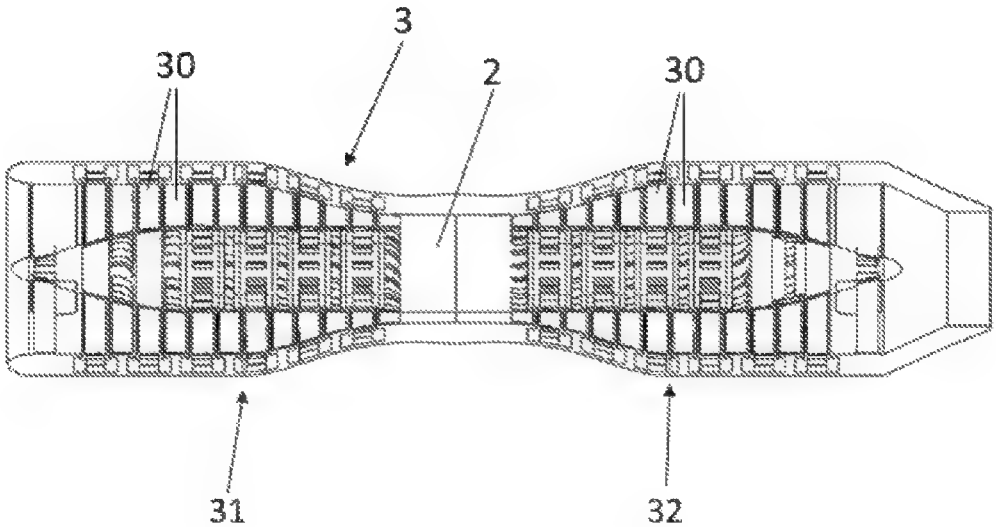

图 2

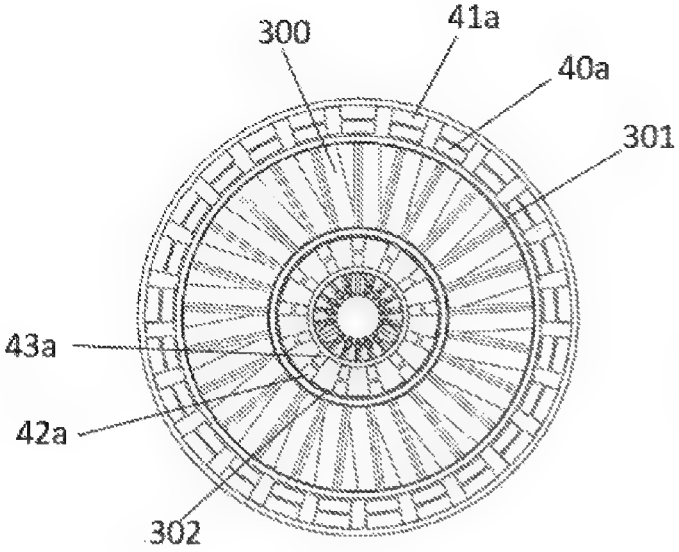

图 3a

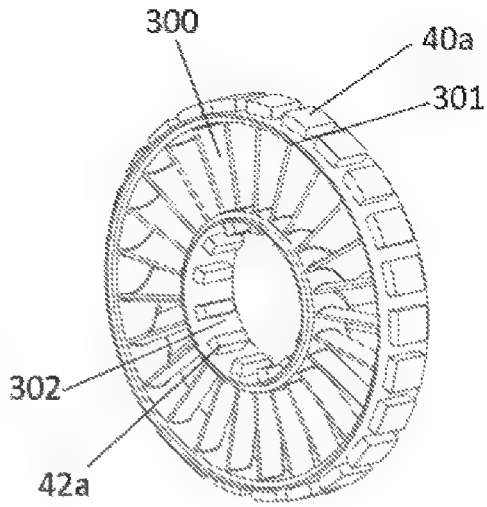

图 3b

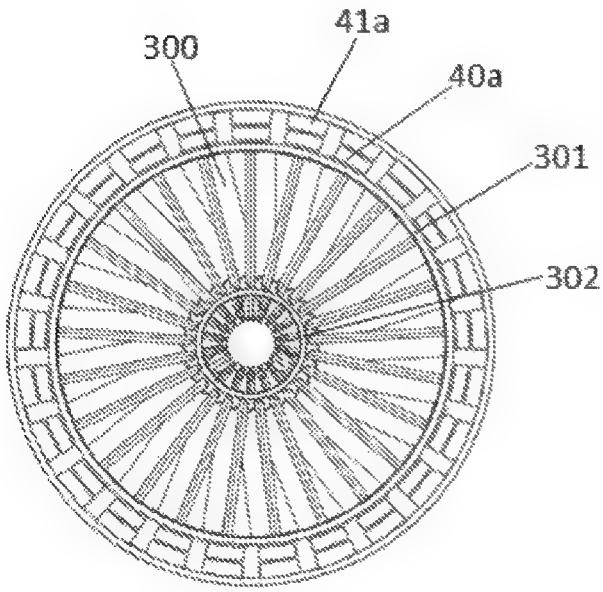

图 4a

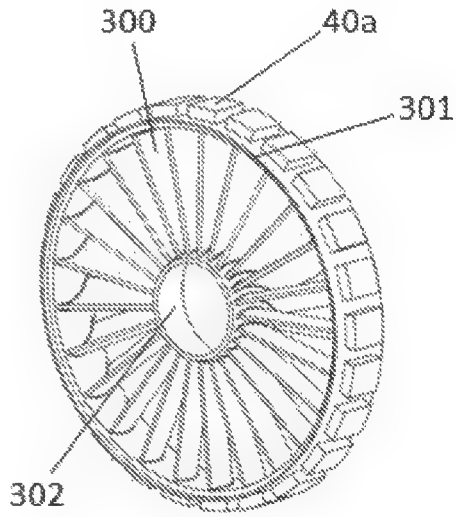

图 4b

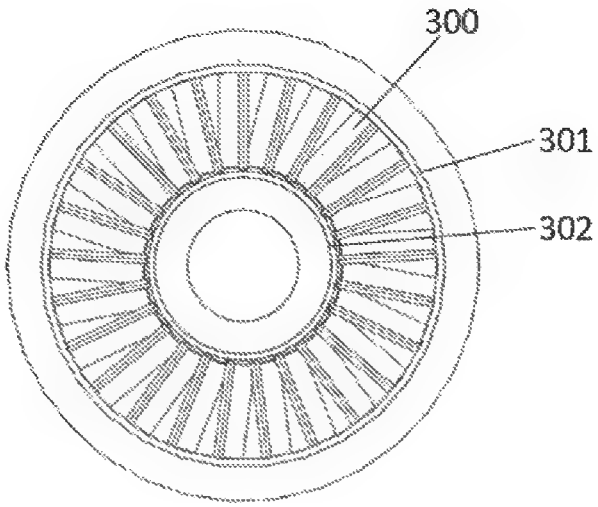

图 5

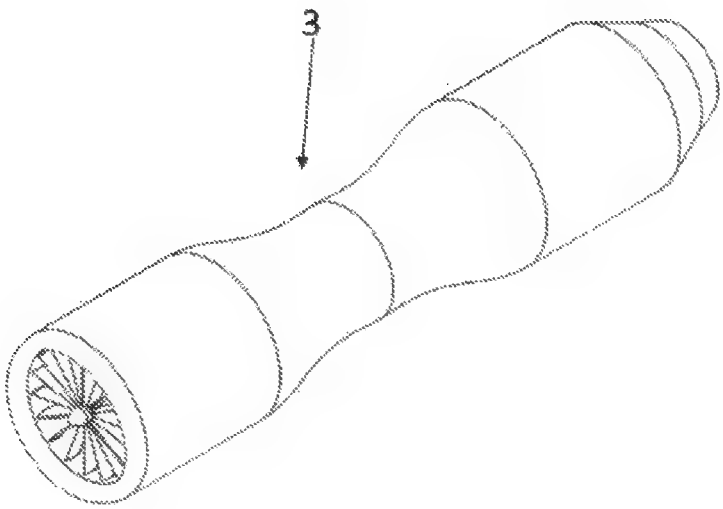

图 6

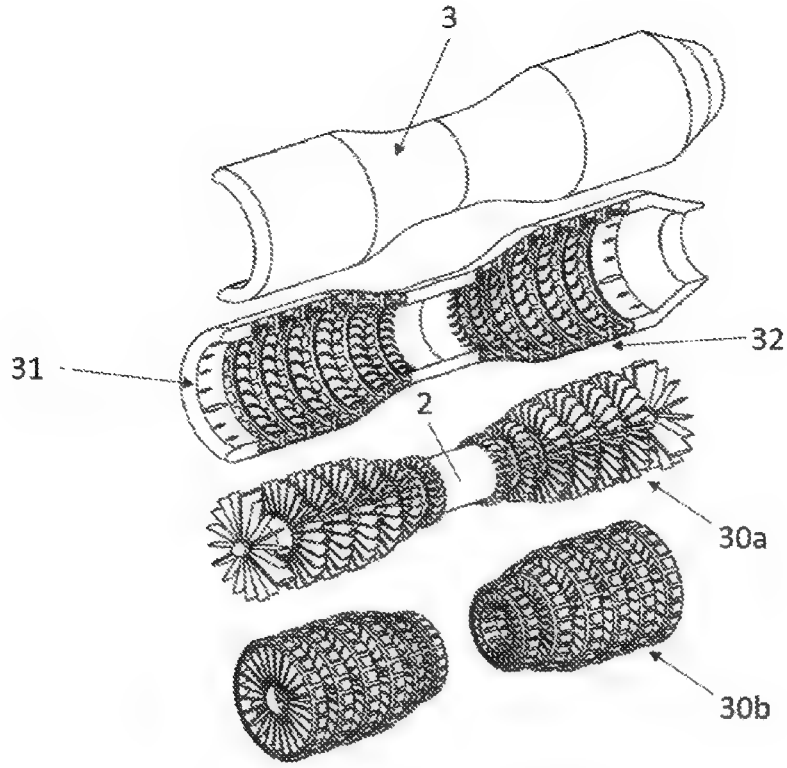

图 7

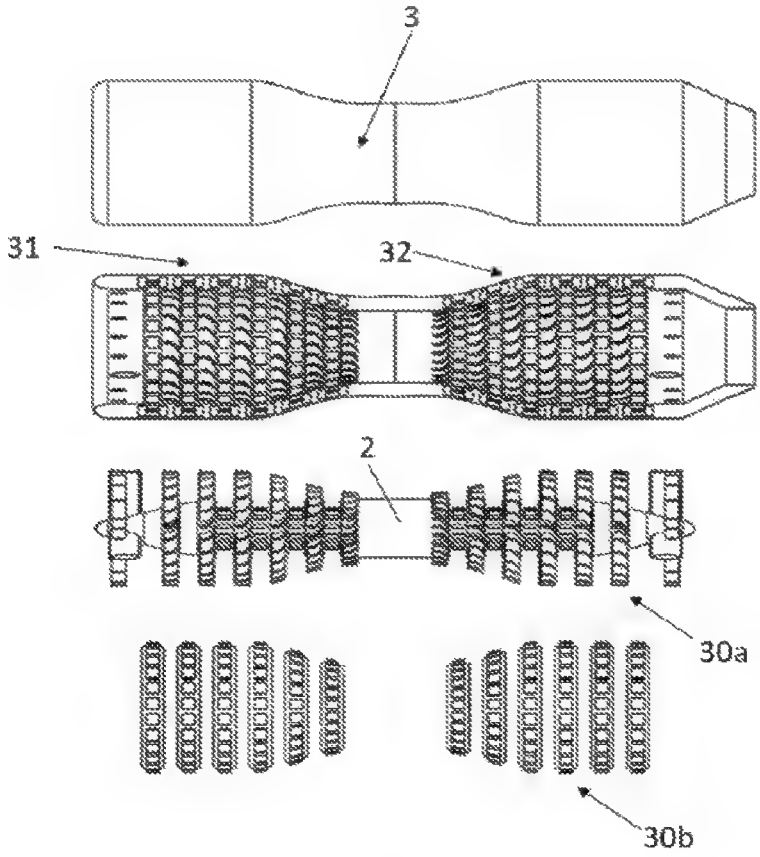

图 8

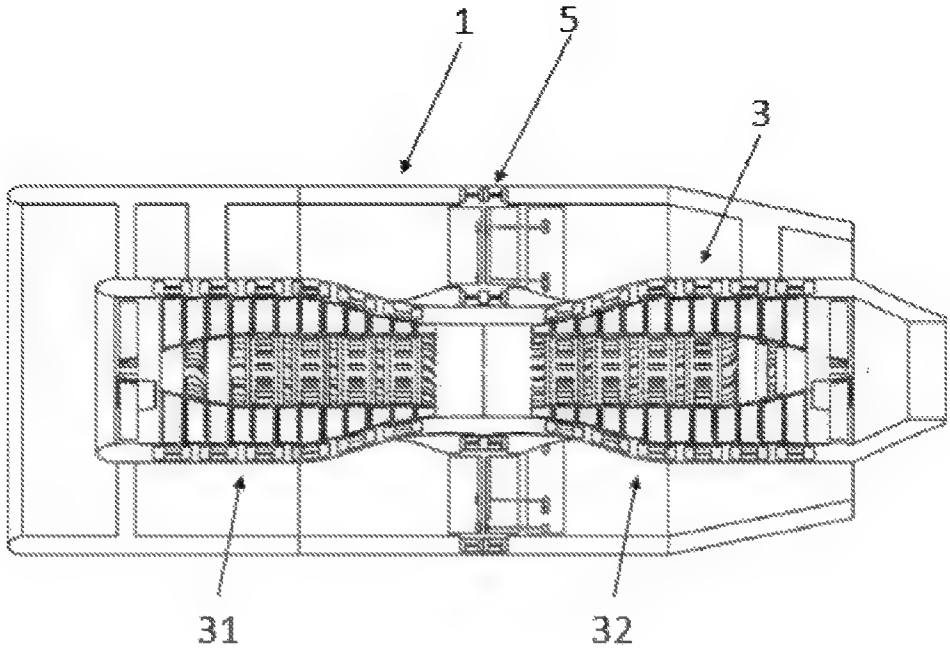

图 9

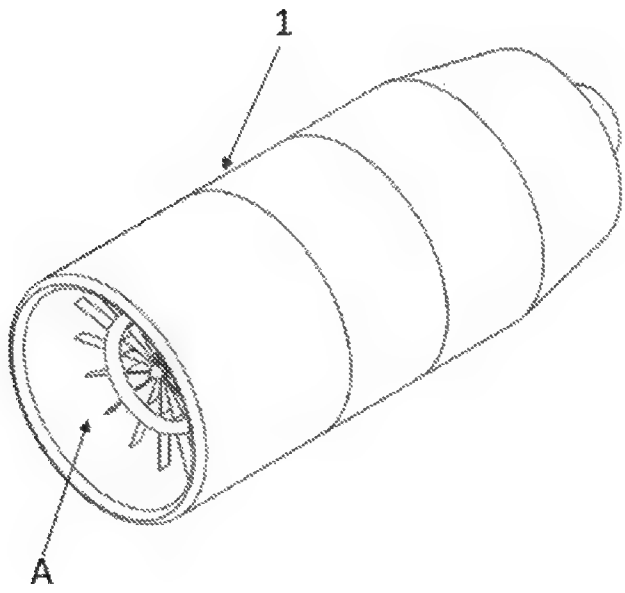

图 10

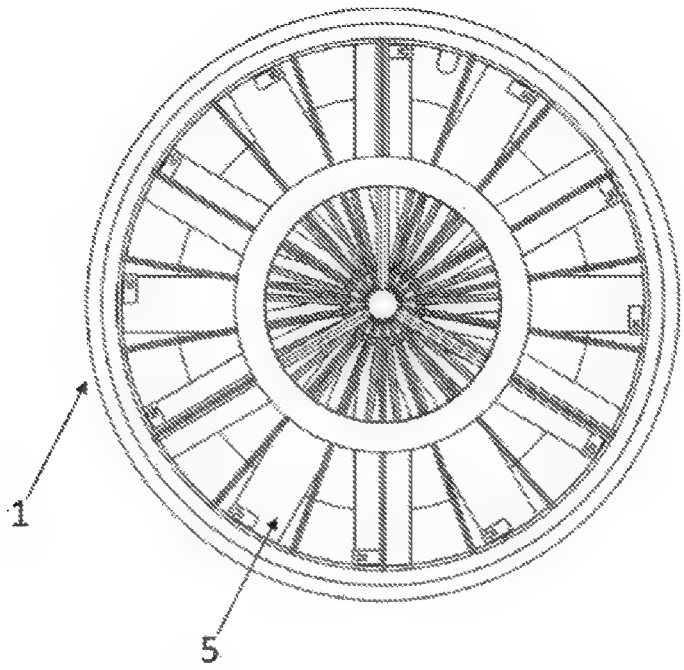

图 11

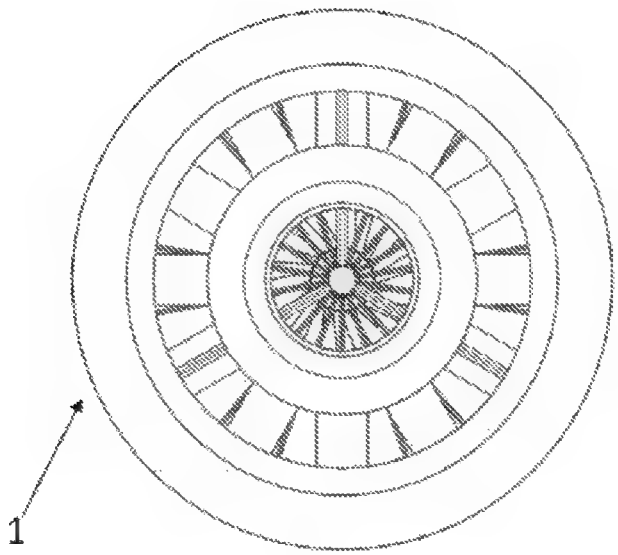

图 12

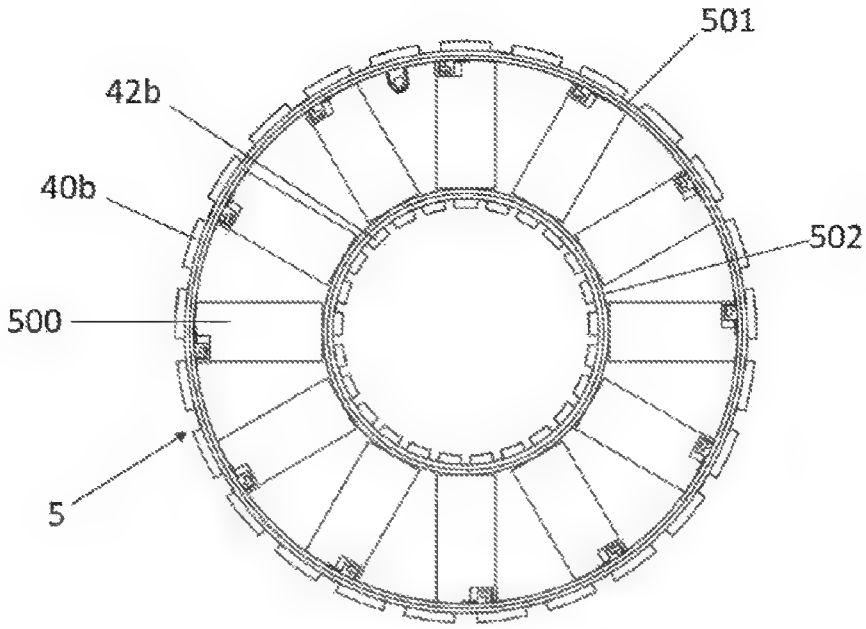

图 13

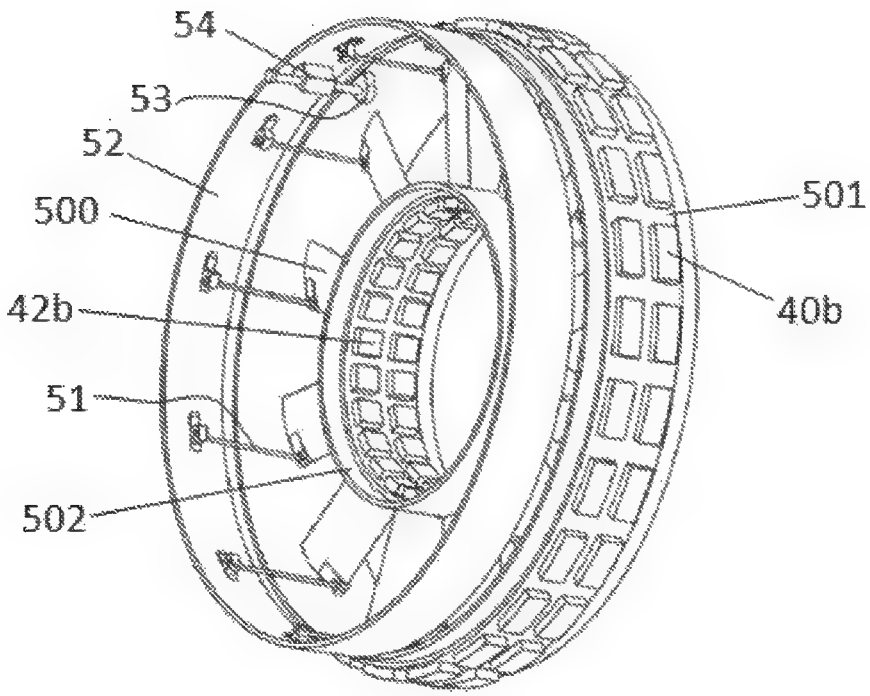

图 14

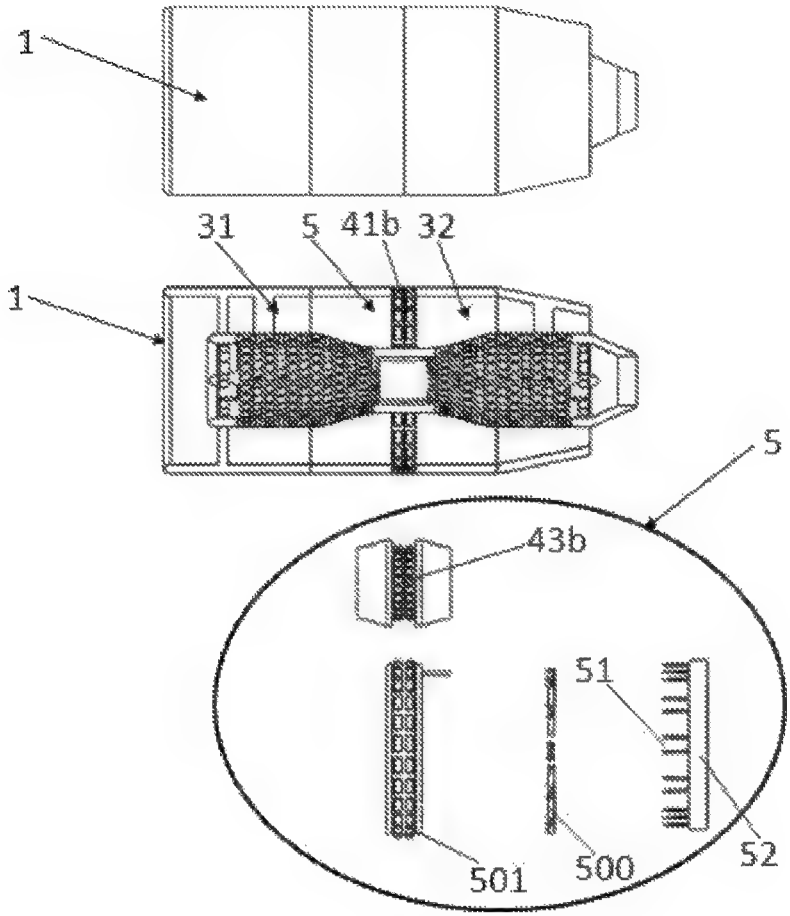

图 15

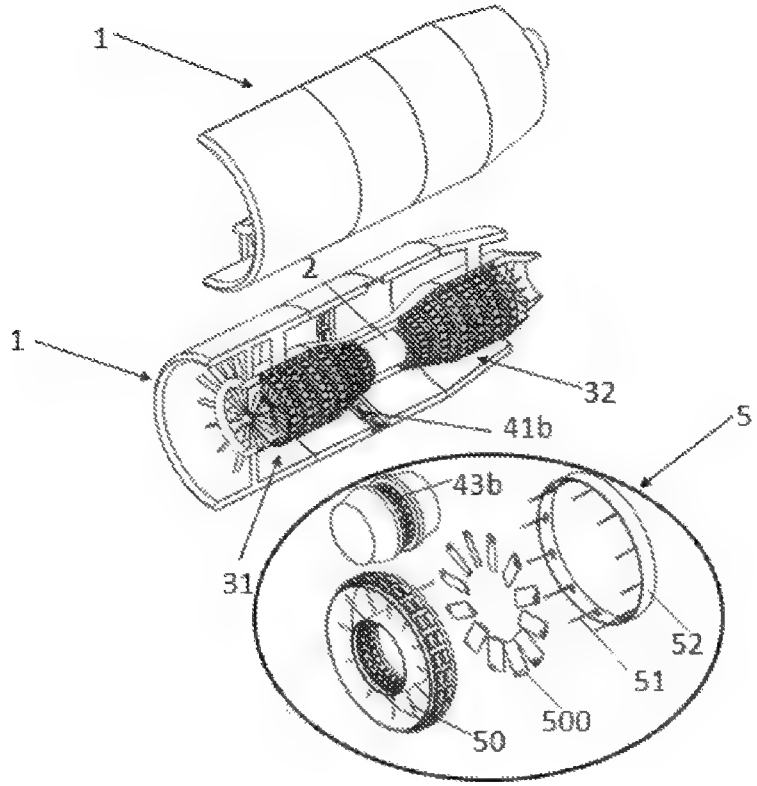

图 16

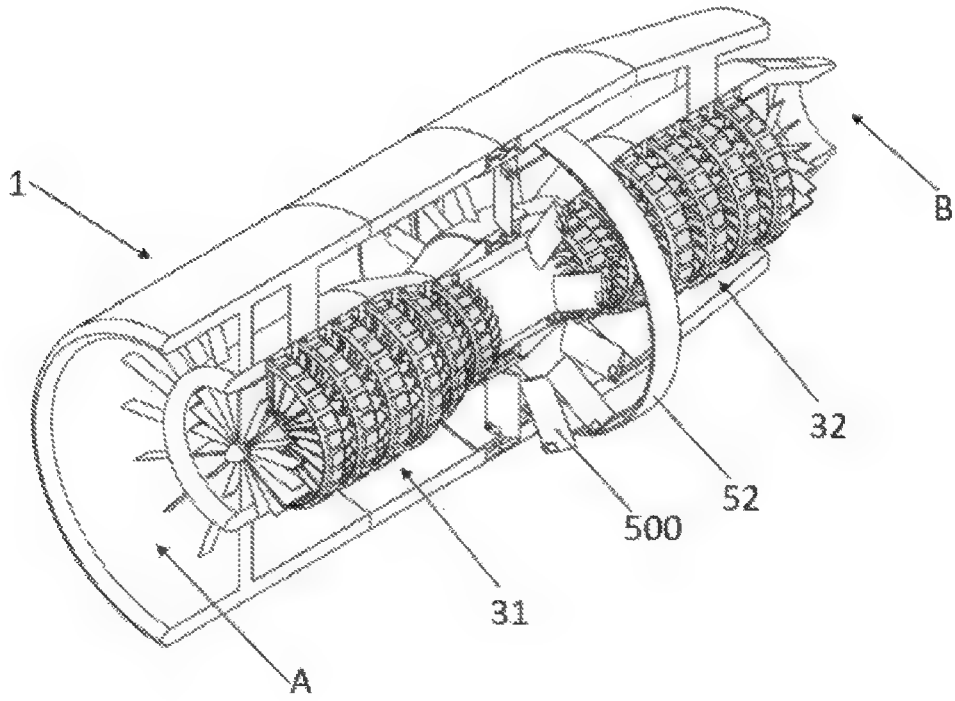

图 17

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2021/075031

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F02K 5/00(2006.01)i; F03H 99/00(2009.01)i; F02C 3/06(2006.01)i; F02C 9/20(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F02K, F03H, F02C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNABS, CNKI, VEN: 反推, 推进, 电动, 喷气, 发动机, 风扇, 压气, 加速, propeller, thruster, jet, engine, electric, fan, compress, accelerate

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 111237084 A (WANG, Zhenhui) 05 June 2020 (2020-06-05) claims 1-15	1-15
X	CN 209483501 U (DU, Yuanjun) 11 October 2019 (2019-10-11) description, paragraphs 0016-0021, and figures 1-3	1-2, 4-8, 11, 15
Y	CN 209483501 U (DU, Yuanjun) 11 October 2019 (2019-10-11) description, paragraphs 0016-0021, and figures 1-3	3, 9-10, 12-14
X	RU 2468234 C1 (BELOGLAZOV SERGEJ NESTEROVICH) 27 November 2012 (2012-11-27) description, pages 1-2, and figure 1	1-2, 4-8, 11, 15
Y	RU 2468234 C1 (BELOGLAZOV SERGEJ NESTEROVICH) 27 November 2012 (2012-11-27) description, pages 1-2, and figure 1	3, 9-10, 12-14
Y	CN 101871441 A (YUAN, Feng) 27 October 2010 (2010-10-27) description, paragraphs 0009-0015, figure 1	3, 9-10, 12-14
A	CN 109973244 A (NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY) 05 July 2019 (2019-07-05) entire document	1-15

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☑ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
19 April 2021	**29 April 2021**
Name and mailing address of the ISA/CN **China National Intellectual Property Administration (ISA/CN)** **No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao, Haidian District, Beijing 100088** **China** Facsimile No. **(86-10)62019451**	Authorized officer Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/CN2021/075031

Patent document cited in search report	Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)	Publication date (day/month/year)
CN 111237084 A	05 June 2020	None	
CN 209483501 U	11 October 2019	None	
RU 2468234 C1	27 November 2012	None	
CN 101871441 A	27 October 2010	None	
CN 109973244 A	05 July 2019	None	

国际检索报告

国际申请号
PCT/CN2021/075031

A. 主题的分类

F02K 5/00(2006.01)i; F03H 99/00(2009.01)i; F02C 3/06(2006.01)i; F02C 9/20(2006.01)i

按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类

B. 检索领域

检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号)

F02K, F03H, F02C

包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献

在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称，和使用的检索词（如使用））

CNABS,CNKI,VEN:反推，推进，电动，喷气，发动机，风扇，压气，加速，propeller,thruster,jet,engine,electric,fan,compress,accelerate

C. 相关文件

类 型*	引用文件，必要时，指明相关段落	相关的权利要求
PX	CN 111237084 A (王镇辉) 2020年 6月 5日 (2020-06-05) 权利要求1-15	1-15
X	CN 209483501 U (杜元君) 2019年 10月 11日 (2019-10-11) 说明书第0016-0021段，图1-3	1-2，4-8，11，15
Y	CN 209483501 U (杜元君) 2019年 10月 11日 (2019-10-11) 说明书第0016-0021段，图1-3	3，9-10，12-14
X	RU 2468234 C1 (BELOGLAZOV SERGEJ NESTEROVICH) 2012年 11月 27日 (2012-11-27) 说明书第1-2页，图1	1-2，4-8，11，15
Y	RU 2468234 C1 (BELOGLAZOV SERGEJ NESTEROVICH) 2012年 11月 27日 (2012-11-27) 说明书第1-2页，图1	3，9-10，12-14
Y	CN 101871441 A (袁锋) 2010年 10月 27日 (2010-10-27) 说明书第0009-0015段，图1	3，9-10，12-14
A	CN 109973244 A (西北工业大学) 2019年 7月 5日 (2019-07-05) 全文	1-15

☐ 其余文件在C栏的续页中列出。

☑ 见同族专利附件。

* 引用文件的具体类型：

“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件

“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利

“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件，或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件（如具体说明的）

“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件

“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件

“T” 在申请日或优先权日之后公布，与申请不相抵触，但为了理解发明之理论或原理的在后文件

“X” 特别相关的文件，单独考虑该文件，认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性

“Y” 特别相关的文件，当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时，要求保护的发明不具有创造性

“&” 同族专利的文件

国际检索实际完成的日期	国际检索报告邮寄日期
2021年 4月 19日	2021年 4月 29日
ISA/CN的名称和邮寄地址 中国国家知识产权局(ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088 传真号 (86-10)62019451	受权官员 刘亚妮 电话号码 86-(10)-62085290

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号
PCT/CN2021/075031

检索报告引用的专利文件	公布日 (年/月/日)	同族专利	公布日 (年/月/日)
CN 111237084 A	2020年 6月 5日	无	
CN 209483501 U	2019年 10月 11日	无	
RU 2468234 C1	2012年 11月 27日	无	
CN 101871441 A	2010年 10月 27日	无	
CN 109973244 A	2019年 7月 5日	无	